

GG-ATRエンジン冷走試験におけるタービン性能の非定常性に関する研究

| | |
|-----|---|
| 著者 | 鈴木 竜司, 中田 大将, 湊 亮二郎, 内海 政春 |
| 雑誌名 | 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 |
| 巻 | 2018 |
| ページ | 6-10 |
| 発行年 | 2019-09 |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00010152 |

GG-ATR エンジン冷走試験におけるタービン性能の非定常性に関する研究

○鈴木 竜司（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

本学では次世代宇宙輸送の基盤技術実証に向けて小型無人超音速機(通称:オオワシ)の研究開発が行われている。そのエンジンは GG-ATR エンジンであり、図 1 に概要を示す。このエンジンはエタノールと液体酸素を燃料過剰状態で燃焼させ、その燃焼ガスによりタービンを駆動させるため、エンジン性能は飛行高度の影響を受けにくいという利点がある。一方、オオワシの飛行環境は時々刻々と変化するため、地上試験で性能や特性を把握することが重要である。これまでに不活性ガス駆動による冷走試験を実施し、エンジンの性能評価を進めてきた。冷走試験における典型的なタービン性能を図 2 に示す。エンジンのロータ系が定常回転している状況においてタービン性能が秒時と共に上昇している。これまでのエンジンサイクル検討におけるタービン効率は、定常回転中は一定として扱っており、この非定常性は考慮できていない。そこで本研究では、冷走試験におけるタービン効率の非定常性について検討した。

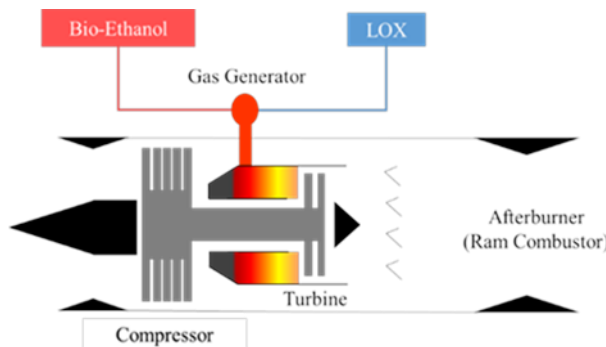


図 1 GG-ATR エンジンの概要図

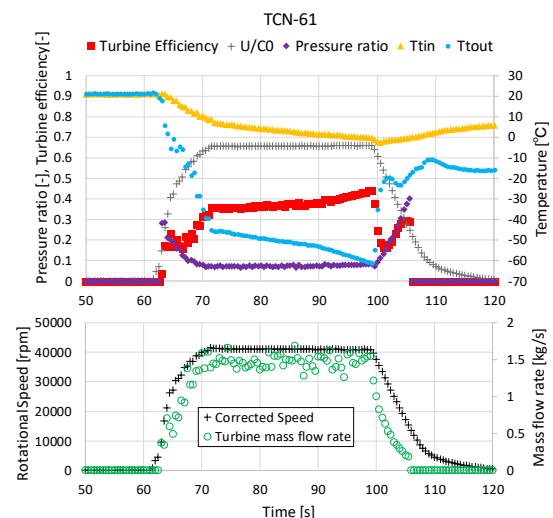


図 2 GG-ATR エンジン冷走試験におけるタービン性能

2. 研究目的

タービン断熱効率 $\eta_{t,s}$ は式(1)で定義され、式(2)で表されるタービン仕事 W_t およびタービン速度比 U/C_0 と相関がある。図 2 より、冷走試験では定常回転中にタービン入口ガス温度 T_{tin} とタービン出口ガス温度 T_{tout} が低下している。また、タービン圧力比 π および駆動ガス流量 \dot{m}_t が一定であるにも関わらず $\eta_{t,s}$ は上昇傾向を示している。ここで、 κ は比熱比、 c_{pt} は駆動ガスの定圧比熱で

ある．本研究はエンジンの定常回転中に $\eta_{t,s}$ が上昇する原因とそれらの $\eta_{t,s}$ への影響を明らかにすることを目的としている．

$$\eta_{t,s} = \frac{1 - \frac{T_{tout}}{T_{tin}}}{1 - \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (1)$$

$$W_t = \dot{m}_t c_{pt} \eta_t T_{tin} \left(1 - \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right) \quad (2)$$

GG-ATR エンジンと同様に作動環境が変化するターボ機械にロケット用ターボポンプ (TP) がある．TP の不活性ガス駆動 (冷走) と燃焼ガス駆動 (熱走) の違いに関する既往研究として，Kinefuchi らによる LE-7A ロケットエンジンの液体水素ターボポンプ性能試験[1]がある．この研究では熱走試験よりも冷走試験の方が 3 %高いタービン断熱効率を示すことが確認されており，その原因は熱走試験におけるタービンガス温度と外気温との差による放熱と考察されている．そこで GG-ATR エンジン冷走試験におけるタービン駆動ガスと外気との温度差によるタービン断熱効率への影響を検討する．

3. 冷走試験の概要

図 3 にタービンの 3DCAD モデルを示す．GG-ATR エンジンのタービンは二段衝動型タービンであり，左から HPT ノズル，HPT ブリスク，LPT ノズル，LPT ブリスクとなっている．タービンの諸元を表 1 に示す．

GG-ATR エンジンの冷走試験はこれまでに計 69 回行った．GN₂ を用いた際の最大回転数は約 41000[rpm]，GHe を用いた際の最大回転数は 58000[rpm]であった．図 4 に試験装置の概要図を示す．3 台のカードルから流出した不活性ガスをドームレギュレータで調圧し，タービンの回転数を制御している．また，タービン出口は大気開放となっており燃焼器は装着していない．圧縮機出口はオリフィスにより流路を絞っている．タービン性能の評価には，差圧式流量計とタービンの上流と下流に一組ずつ設置した圧力計および熱電対を用いている．

冷走試験では大流量の駆動ガスが必要であり，タービン入口ガス温度はカードル内で生じる断熱膨張により低下する．ガス温度が大きく低下すると，外気と接する供給設備からガスへの伝熱があると考えられる．また，低温なタービン駆動ガスによりエンジンが冷やされて，タービンのチップクリアランスが縮小している可能性がある．本研究では，以上の 2 点がタービン断熱効率へ及ぼす影響を検討した．

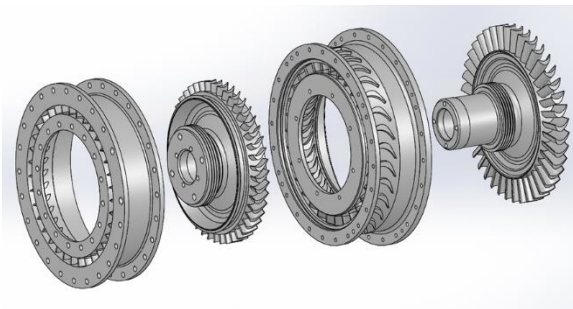


図 3 タービンの 3DCAD モデル

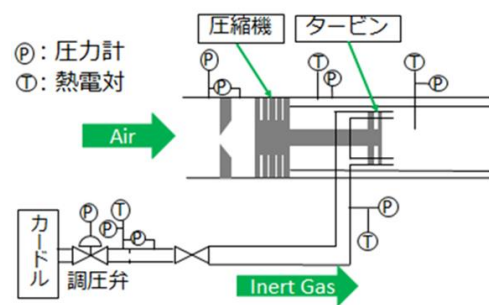


図 4 冷走試験概要図

表1 タービンの諸元

| | 高圧タービン(HPT) | 低圧タービン(LPT) |
|---------------|--------------|--------------|
| ブリス直径[mm] | 99.715 | 108.876 |
| 動翼長さ[mm] | 5.8905 | 14.878 |
| チップクリアランス[mm] | 0.4715 | 0.434 |
| 静翼枚数 | 35 | 31 |
| 動翼枚数 | 44 | 40 |
| シュラウドの材料 | Inconel 718 | Inconel 718 |
| ブリスの材料 | Inconel 713C | Inconel 713C |

4. 駆動ガス供給系における入熱の検討

タービン入口ガス温度の変化 ΔT_{tin} には、断熱膨張によるガス温度の低下 ΔT_{exp} と入熱によるガス温度の変化 ΔT_{in} が含まれている。その関係を式(3)に示す。 n はタイムステップであり、1ステップは0.5秒である。

$$\begin{aligned}\Delta T_{tin,n} &= T_{tin,n} - T_{tin,n-1} \\ &= \Delta T_{exp,n} + \Delta T_{in,n}\end{aligned}\quad (3)$$

入熱の影響を考慮するためには断熱膨張による温度変化を検討する必要がある。そこで、各カードルの残圧 P_{curdle} から、カードルのガス残量 m_{curdle} を導出し、タイムステップ毎のカードル残圧を算出する。さらに、断熱の関係式よりタイムステップ毎のカードルガス温度 T_{curdle} を求め、式(4)よりタイムステップ毎の断熱膨張によるガス温度の変化を導出する。

$$\Delta T_{exp,n} = T_{curdle,n} - T_{curdle,n-1}\quad (4)$$

検討結果を図5に示す。 $T_{tin(adiabatic)}$ は、式(3)および式(4)より算出した入熱によるガス温度の変化 ΔT_{in} を用いて、従来のタービン入口ガス温度 T_{tin} から入熱の影響を取り除いた場合のタービン入口ガス温度である。従来のタービン入口ガス温度はロータが定常回転している75.5秒から99秒の間に5℃低下するが、入熱の影響を取り除いた場合は15℃低下することがわかる。次に、タービン入口ガス温度 T_{tin} から ΔT_{in} を差し引いたタービン断熱効率と従来の計算手法による断熱効率を比較した結果を図6に示す。従来の断熱効率はロータの定常回転中に8.0%上昇するのに対して、本研究で用いたタービン断熱効率は3.6%の上昇となっており、外気からの入熱により4.4%の効率上昇があることがわかる。

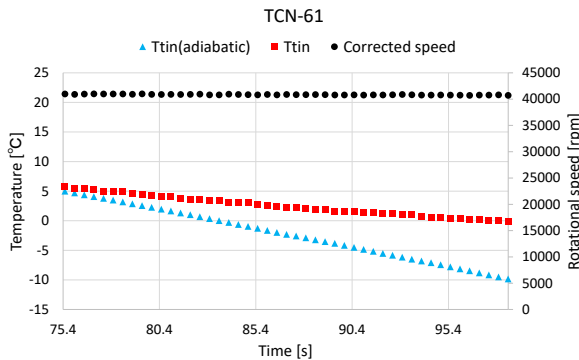


図5 入熱による駆動ガス温度への影響

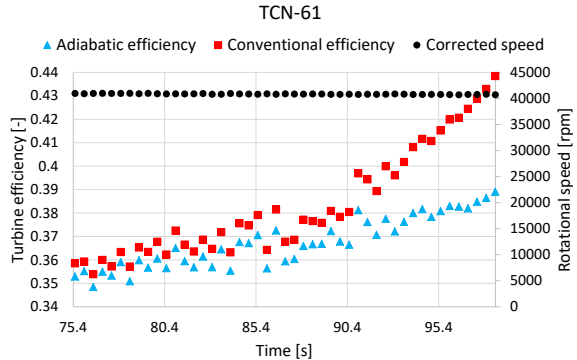


図6 タービン効率の比較

5. チップクリアランス変化の検討

タービン動翼のチップクリアランスが大きくなると、流路の上流から下流にかけて動翼に仕事を与えない流れや、翼腹面から翼背面へ逆流しタービン仕事を減らす流れが増加する。さらに、翼長さ l とチップクリアランス δ の比（クリアランス比 δ/l ）に比例して、二次流れによる損失の影響が増加する[2]。このことから、流れや二次流れによる損失が増加するとタービン効率は大きく低下することが明らかになっている。GG-ATR エンジンの冷走試験においてチップクリアランスが縮小していた場合、タービン断熱効率に影響を及ぼしていると考えられる。

冷走試験におけるチップクリアランス変化は遠心力と熱収縮により生じるものとする。冷走試験（試験番号 TCN-61）においてタービンは 41000 rpm で定常回転している。タービン動翼は遠心力によって半径方向に変位するため、FEM 静解析を用いて HPT と LPT の半径方向の変位を算出する。また、有効直径 L のタービンブリスが温度変化 ΔT によって熱収縮する際の半径方向変位 ΔL は、熱線膨張係数 α を用いて式(5)で求める。

$$\Delta L = \alpha L \Delta T \quad (5)$$

チップクリアランス変化による $\eta_{t,s}$ への影響は、図 7 の衝動型タービンの実験結果[2]、および図 8 の AMDC+KO モデルを用いた CFD 解析結果[3]を用いて検討する。“AMDC+KO モデル”は、式(6)で表されるタービンの代表的な一次元損失モデルである。損失 K_r は、プロファイル損失 K_p 、2 次流れ損失 K_s 、後縁損失 K_{TE} 、チップクリアランス損失 K_{crl} で構成されている。

$$K_r = K_p(1 + 60(M - 1)^2)f_{Re} + K_s + K_{TE} + K_{crl} \quad (6)$$

遠心力と熱収縮によるチップクリアランスの変化をまとめたものを表 2 に示す。タービンの温度は試験日の外気温である 20 °C を基準温度として、定常回転開始時のタービン出口ガス温度 -48 °C、定常回転終了時のタービン出口ガス温度 -60 °C の 3 点を考慮した。

タービンの効率変化が図 7 および図 8 にそれぞれ準ずるとし、表 2 の結果からタービン温度が基準温度 20 °C から -48 °C および -60 °C に変化した場合の断熱効率の変化を表 3 および表 4 に示す。表 3 の結果より、タービン温度が定常回転中の変化である -48 °C から -60 °C に変化した際の断熱効率の上昇は 0.05 ~ 0.1 % ということがわかる。また、同様に表 4 の結果から、タービン断熱効率の上昇は 0.02 ~ 0.05 % にすぎないということがわかる。このことから、遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化に対するタービン断熱効率への影響は前項に比べてわずかであると結論づけられる。

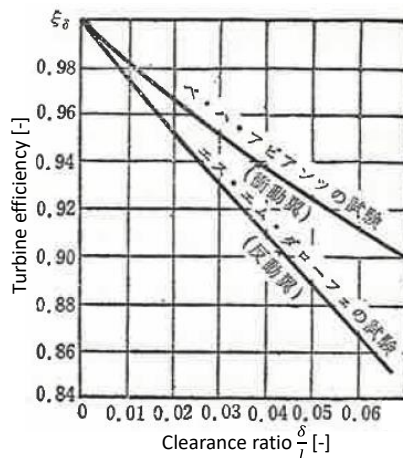


図 7 衝動型タービンの効率とクリアランス比の関係例

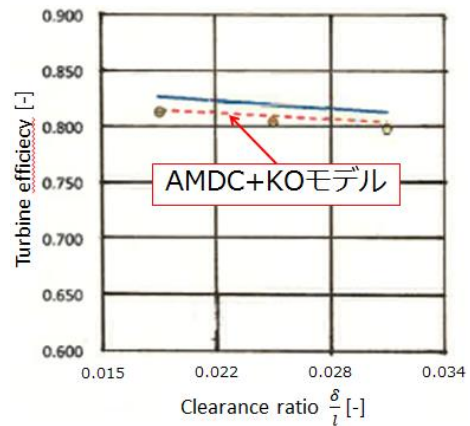


図 8 AMDC+KO モデルにおけるタービン効率とクリアランス比の関係

表2 各温度でのチップクリアランス

| | | HPT | LPT |
|-----------------------|-------|------------------------|------------------------|
| Reduced value [mm] | 20°C | 44.63×10^{-2} | 40.42×10^{-2} |
| | -48°C | 42.48×10^{-2} | 38.18×10^{-2} |
| | -60°C | 42.41×10^{-2} | 38.14×10^{-2} |

表3 図7に準じた場合の断熱効率の変化

| | | HPT | LPT |
|------------------------------|-------|--------|--------|
| Efficiency difference [%] | -48°C | + 0.51 | + 0.21 |
| | -60°C | + 0.61 | + 0.26 |

表4 図8に準じた場合の断熱効率の変化

| | | HPT | LPT |
|------------------------------|-------|--------|--------|
| Efficiency difference [%] | -48°C | + 0.27 | + 0.11 |
| | -60°C | + 0.32 | + 0.13 |

6. まとめ

本研究では、冷走試験におけるタービン効率の非定常性について検討した。タービン駆動ガス供給系の断熱膨張時における外気からの入熱によるタービン効率への影響を評価した。また、遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化のタービン断熱効率への影響についても評価をおこなった。これらの結果から以下の知見を得た。

(1) タービン駆動ガス供給系における入熱は、タービン断熱効率に有意な影響を与える。本研究の冷走試験では4.4 %であった。

(2) 遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化がタービン断熱効率に与える影響は上記(1)の影響に比べてわずかである。

今後は、タービン断熱効率上昇の他の要因を明らかにする必要がある。冷走試験における計測項目の充実化や軸振動によるクリアランス変化の影響などを評価する予定である。

参考文献

- [1] Kinefuchi K, Uchiumi M. and Inoue M., LE-7A FTP Full Load Cold Run, AJCPP2005-22033, Kitakyushu, Japan, 2005.
- [2] ベ・エス・ステーチキン(濱島操 訳), ジェットエンジン理論-ターボ機械-第11刷, コロナ社, (1972), p.354.
- [3] 瀧田純也, ロケットターボポンプ用タービンの最適設計に関する研究, 岩手大学大学院 工学研究科 機械・社会環境システム工学専攻 博士論文, (2013).